



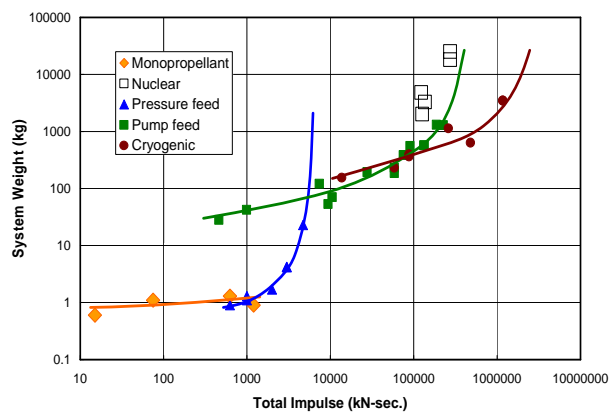
Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

MOTORES COHETE ESPACIALES DE PROPULSANTES LÍQUIDOS ALMACENABLES



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

Selección del sistema de alimentación



septiembre 2005 (JMT)

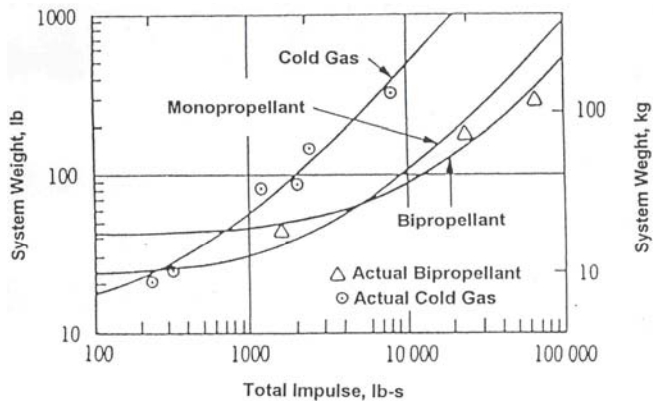
Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

Selección del sistema de alimentación

Brown, C. D., *Spacecraft Propulsion*, AIAA Education Series, Washington 1985



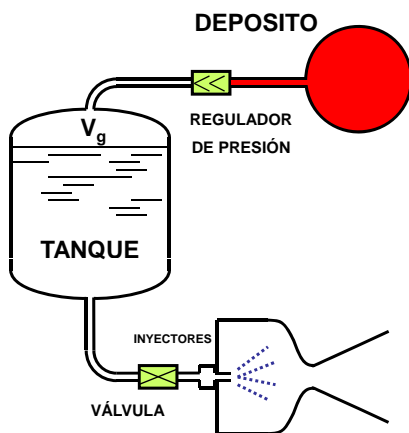
septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN Presurización por gas inerte



DATOS DEL MOTOR (MISIÓN)

P_T : Presión del tanque de propulsante

V_T : Volumen del tanque de propulsante

SISTEMA DE ALIMENTACIÓN

P_{D0} : Presión inicial del gas de presurización

V_D : Volumen del gas de presurización

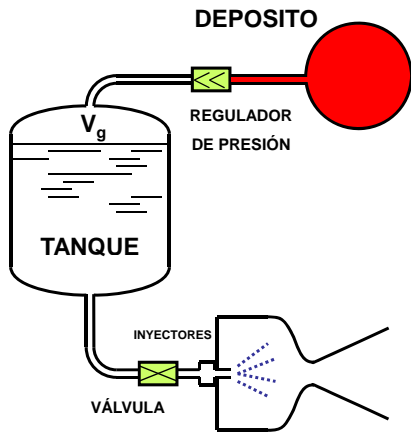
septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable

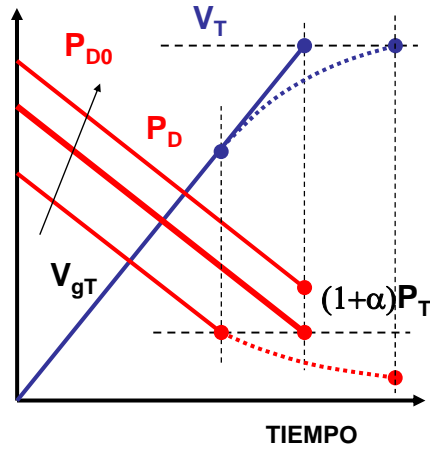


Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN Presurización por gas inerte



septiembre 2005 (JMT)



Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN Presurización por gas inerte

PRIMER PRINCIPIO

$$U(t) - U(0) = q_{0t} + \tau_{0t}$$

Gas ideal:

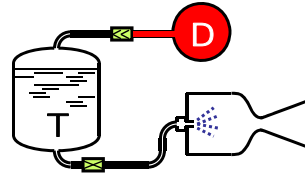
$$P_v = m_v RT_v = m_v C_v (\gamma - 1) T_v$$

$$m_{gD} C_v T_{gD} + m_{gT} C_v T_{gT} - (m_{gD} + m_{gT}) C_v T_{D0} = q_{0t} - P_T V_{gT}$$

$$\frac{P_D V_D}{\gamma - 1} + \frac{P_T V_{gT}}{\gamma - 1} - \frac{P_{D0} V_D}{\gamma - 1} = q_{0t} - P_T V_{gT}$$

$$P_D V_D + P_T V_{gT} - P_{D0} V_D = (\gamma - 1) q_{0t} - (\gamma - 1) P_T V_{gT}$$

$$\gamma P_T V_{gT} + (P_D - P_{D0}) V_D = (\gamma - 1) q_{0t}$$



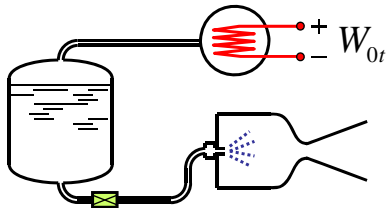
septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN Presurización por calentamiento de gas inerte



$$W_{0t}|_{\min.} = \frac{\gamma}{\gamma-1} P_T V_T$$

$$\gamma_{opt} \rightarrow \infty$$

$$\gamma P_T V_{gT} + (P_D - P_{D0}) V_D = (\gamma - 1) q_{0t}$$

$$\forall t; \quad P_D = P_{D0} = P_T$$

$$t = t_b; \quad V_{gT} = V_T$$

$$\begin{aligned} \gamma P_T V_T &= (\gamma - 1) q_{0t} \\ &= (\gamma - 1) (W_{0t} - \delta q_{wall}) \end{aligned}$$

septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable

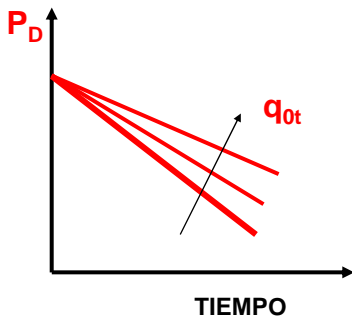


Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

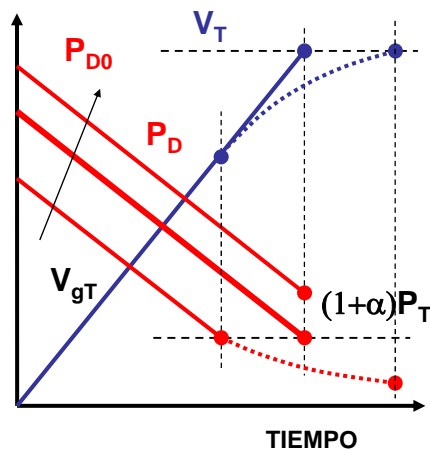
SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN Presurización por gas inerte

$$\gamma P_T V_{gT} + (P_D - P_{D0}) V_D = (\gamma - 1) q_{0t}$$

$$P_D = P_{D0} + \frac{(\gamma - 1) q_{0t} - \gamma P_T V_{gT}}{V_D}$$



septiembre 2005 (JMT)

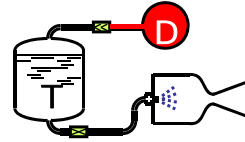


Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN
Presurización por gas inerte: OPTIMIZACIÓN



$$\gamma P_T V_{gT} + (P_D - P_{D0}) V_D = 0$$

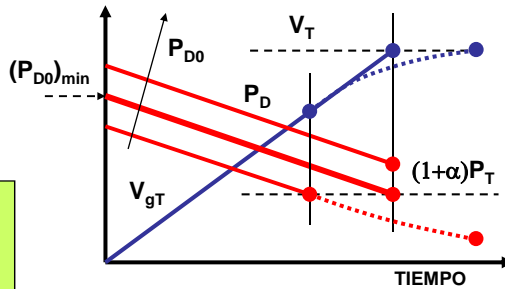
$$t = t_b; \quad V_{gT} = V_T$$

$$P_{Df} \geq (1 + \alpha) P_T$$

$$\gamma P_T V_T + ((1 + \alpha) P_T - P_{D0}) V_D = 0$$

$$P_{D0} |_{opt.} = P_T \left(1 + \alpha + \gamma \frac{V_T}{V_D} \right)$$

$$V_D |_{opt.} = \gamma V_T \frac{1}{\frac{P_{D0}}{P_T} - (1 + \alpha)}$$



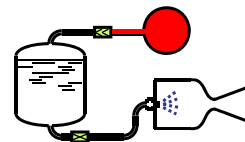
septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN
Presurización por gas inerte: Estudio de pesos



Deposito esférico: $V_D = \frac{4}{3} \pi R_D^3 \quad S_D = 4 \pi R_D^2$

de pared de espesor e (delgado): $W_m = 4 \pi R_D^2 e \rho_m$

sometido a presión interna P_{D0} : $2 \pi R_D e \sigma_u = \pi R_D^2 P_{D0}$

$$W_m = \frac{3}{2} P_{D0} V_D \frac{\rho_m}{\sigma_u}$$

$$W_g = \frac{P_{D0} V_D}{RT_{D0}} \quad W_D = W_m + W_g = P_{D0} V_D \left\{ \frac{3/2}{\sigma_u / \rho_m} + \frac{1}{RT_{D0}} \right\}$$

$$\frac{W_{Dmin}}{P_T V_T} = f_{gm} \frac{P_{D0} / P_T}{P_{D0} / P_T - (1 + \alpha)}$$

$$f_{gm} = \gamma \left\{ \frac{3/2}{\sigma_u / \rho_m} + \frac{1}{RT_{D0}} \right\}$$

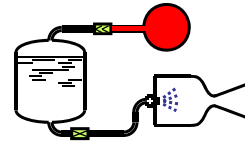
septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

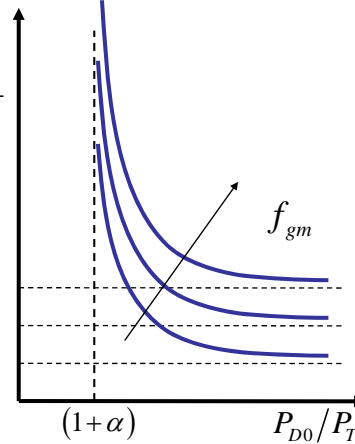
SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN
Presurización por gas inerte: Estudio de pesos



$$\frac{W_{Dmin}}{P_T V_T} = f_{gm} \frac{P_{D0}/P_T}{P_{D0}/P_T - (1 + \alpha)}$$

$$f_{gm} = \gamma \left\{ \frac{3/2}{\sigma_u / \rho_m} + \frac{1}{RT_{D0}} \right\} \frac{W_{Dmin}}{P_T V_T}$$

	H ₂	He	Aire	CO ₂	A
Aluminio	1.1	1.4	2.6	3.1	4.0
Acero	1.8	2.4	6.4	4.0	5.0
M. Comp.	0.9	1.1	2.4	3.0	3.7



septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos

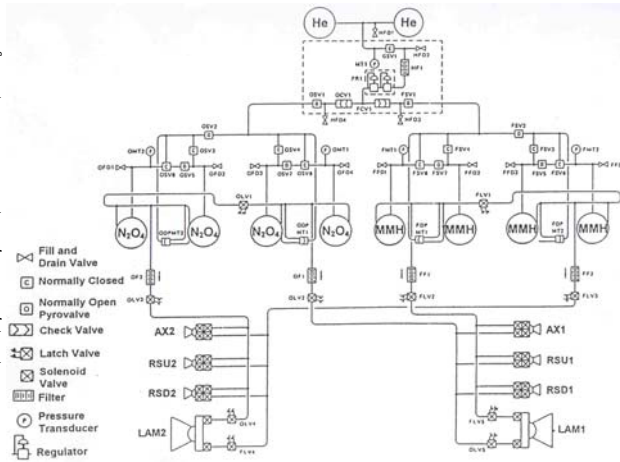
Empresa: Hughes Space Communications Company

El sistema de Propulsión del INTELSTAT VI se encarga de la inserción en órbita geosíncrona, sustituyendo a los motores independientes tipo "kick" y los ajustes orbitales durante la vida operacional del satélite.

El sistema consiste en dos baterías redundantes de motores alimentados por un único sistema de alimentación. Dos motores de apogeo (LAMs) proporcionan el impulso de inserción y control de orientación en órbita geosíncrona, mientras que dos baterías de motores se encargan de los ajustes axiales (1+1) y de spin (2+2), además, de tareas menores de ajuste orbital (precesión, control N-S/E-O, nutación y recuperación). El vehículo está estabilizado por spin que además proporciona el sistema de control de propulsores en los tanques.

En la operación inicial el sistema se utiliza para controlar la posición en modo de "blowdown" hasta que el sistema de presurización es abierto en el momento de la inserción orbital mediante los motores LAMs que son posteriormente aislados para prevenir pérdidas por escapes. Existe la posibilidad de sellar el sistema de presurización después de la operación de los LAMs para evitar que los vapores de oxidante y reductor entren en contacto, operando el sistema entonces en modo "blowdown"

Brown, C. D., Spacecraft Propulsion, AIAA Education Series, Washington, 1985



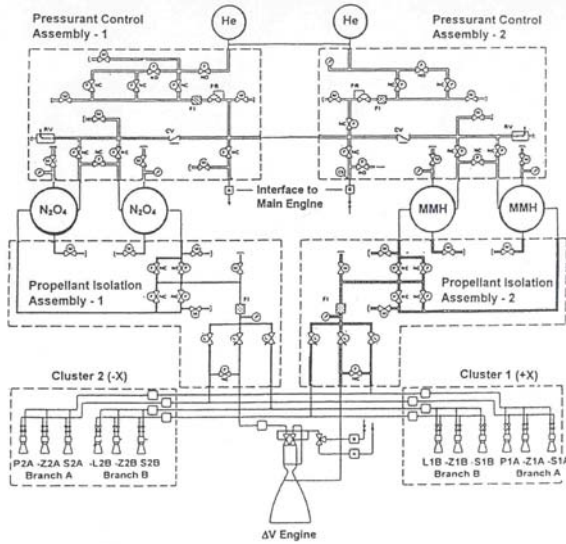
septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



**Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos**

Brown, C. D., *Spacecraft Propulsion*, AIAA Education Series, Washington 1995



Empresa: MBB

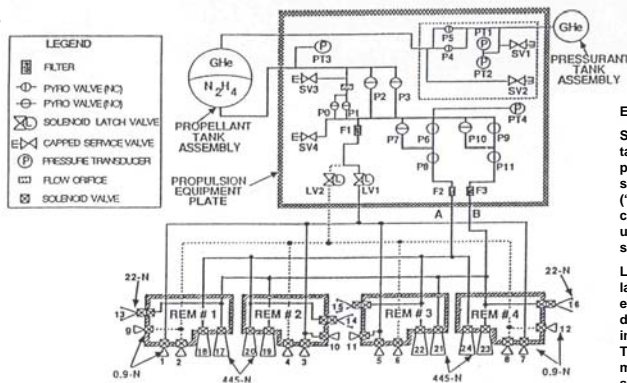
El sistema de propulsión de la sonda Galileo (utilizada para la exploración de Júpiter, fundamentalmente) es un sistema con una muy alta redundancia compuesto por un motor principal para tareas de inserción orbital y una batería de 10 motores para tareas de control y ajuste orbitales y en viaje.

Cohete de Propulsante Líquido Almacenable



**Laboratorio de Propulsión, DMT-UPM
E. T. S. I. Aeronáuticos**

Brown, C. D., *Spacecraft Propulsion*, AIAA Education Series, Washington 1995



Empresa: Lockheed Martin

Se utiliza hidracina superpura en tanques de titanio separada del gas de presurización mediante diafragma. El sistema funciona en modo de descarga ("blowdown") dando capacidad de control la maniobra de separación, utilización del motor de de propulsante solido, etc...

La presión inicial es de unas 30 bares y la relación de descarga 4, mientras que el sistema se recarga mediante un deposito auxiliar, también de helio, inicialmente a 225 bares de presión. Todo el sistema de alimentación esta manufacturado con acero inoxidable soldado de tal manera que no hay justas mecánicas.

septiembre 2005 (JMT)

Motores Cohete de Propulsante Líquido Almacenable